

## **APLICAÇÃO DE UM ALGORITMO GENÉTICO PARA CONCEPÇÃO DA GEOMETRIA OTIMIZADA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO**

**Thobias Gonçalves Dordete<sup>1</sup>**

**Rodrigo Cesar Nunes Maciel<sup>2</sup>**

**Resumo:** Quando se trata de projetos aeronáuticos, existe na indústria uma grande dificuldade para integrar várias áreas da engenharia e gerar um projeto de uma aeronave completa. Como proposta de facilitar o projeto de uma aeronave que transporte a maior quantidade possível de carga durante o voo, utiliza-se programas de cálculo de otimização por meio de algoritmos genéticos para conceber o projeto de uma aeronave de geometria otimizada. A validação deste programa de cálculo, se realiza utilizando os resultados de uma aeronave modelada analiticamente. A aeronave otimizada demonstrou possuir um coeficiente máximo de sustentação 10% maior que a outra aeronave não otimizada. Entretanto, o projeto da aeronave não otimizada demonstrou ser apta a carregar 14% mais carga que a sua concorrente, fato que corroborou para ser a escolhida a mais apta para o objetivo da missão, que por sua vez é transportar mais.

**Palavras-Chave:** Algoritmo Genético. Otimização multidisciplinar. Veículo aéreo não tripulado. *Trade-off*.

### **1 INTRODUÇÃO**

As áreas que abrangem a engenharia aeronáutica possuem diversos ramos de atuação com diversos níveis de complexidade. A instituição SAE Brasil, instituição que atua na organização da mobilidade brasileira, procura incentivar universitários a não apenas estudar os termos propostos como aerodinâmica e cargas, mas também a aplicar os conhecimentos específicos da engenharia aeronáutica em projetos que se assemelham ao que acontece na indústria (MANDELLI, 2019).

Na engenharia aeronáutica não existem os melhores parâmetros para o projeto de uma determinada aeronave. Quando se pensa em projetar uma aeronave, deve-se ter em mente que um certo parâmetro, como a posição da asa em relação ao seu centro de gravidade (CG), ou a sua altura até o chão, afeta de diversas maneiras

---

<sup>1</sup> Graduando em Engenharia de Mecatrônica. Ano 2022-1. E-mail: thobias.gd@hotmail.com

<sup>2</sup> Professor do Centro Universitário UniSATC. E-mail: rodrigo.maciell@satc.edu.br

a dinâmica da aeronave. O que chamamos de *trade-off* trata-se do conceito de perda e ganho diante de uma escolha. Na aeronáutica este termo é muito comum, e é o que os engenheiros precisam estar atentos quando estão projetando uma aeronave com o objetivo de escolher os melhores parâmetros para o *design* mais otimizado possível.

Uma das melhores técnicas de *trade-off* conhecidas atualmente para solução de áreas complexas da engenharia é a utilização do que chamamos de otimização de projeto multidisciplinar (Multidisciplinary Design Optimization - MDO). O objetivo do MDO é fazer com que uma certa função receba um conjunto de restrições e através de vários processos matemáticos, fazer convergir para um determinado valor otimizado sem infringir o conjunto de variáveis inseridas na função (SADRAEY, 2013).

Dentro desta disciplina encontra-se o estudo dos chamados algoritmos genéticos. Algoritmos genéticos são uma técnica de inteligência artificial que se comportam semelhantemente a teoria do evolucionista de Darwin, no qual a própria natureza seleciona os melhores genes para a sobrevivência da espécie (PACHECO, 1999).

Como o processo que trata o *design* de aeronaves envolve diversos passos referentes a cada parte do projeto (i.e., asa, fuselagem, empenagem, trem de pouso) o uso da técnica MDO é de extrema utilidade. O algoritmo imita a teoria darwinista ao reproduzir uma população, com características distintas que ao se “reproduzirem” entre si, geram uma nova população que por sua vez sobrevive apenas os de melhor qualidade.

A competição proposta pela SAE Brasil se estende em dois segmentos. O primeiro segmento, no qual o presente trabalho estará presente para fornecer os primeiros dados principais, se trata dos relatórios descritivos que abrangem as áreas como aerodinâmica, estabilidade e controle, estruturas etc.

A segunda parte da competição, trata de uma disputa presencial em São José dos Campos, no qual a aeronave que voa o percurso, com a melhor relação a melhor relação de peso vazio com carga paga (peso carregado pelo avião), possui a melhor pontuação. Portanto, o algoritmo pretende conceber a aeronave com o “gene” que melhor se sobressai neste quesito.

O objetivo deste trabalho foi desenvolver um algoritmo genético um algoritmo genético para obtenção das geometrias estruturais de uma aeronave de asa

fixa, visando a obtenção de um projeto otimizado para uma melhor capacidade de carga.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

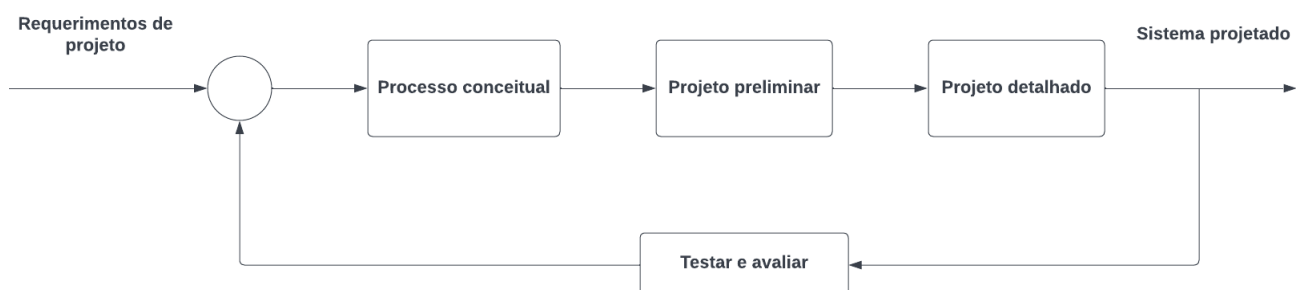
### 2.6 FASES DE UM PROJETO AERONÁUTICO

Uma aeronave possui muitos sistemas complexos que se correlacionam a fim de trazer o melhor resultado de desempenho possível. Os principais objetivos que uma aeronave deseja atender são um voo seguro, estar de acordo com as normas legais vigentes a cada país e se for possível, baixo custo.

O projeto de uma aeronave se constitui em diversas fases, sendo que estas fases normalmente se compõem em quatro principais: Projeto conceitual que trata de uma das fases mais importantes da fase de projeto e desenvolvimento da aeronave cujas decisões são feitas seletivamente por profissionais mais experientes. Logo depois temos o projeto preliminar no qual possui os resultados pautados em decisões feitas por cálculos (SADRAEY, 2013).

Em seguida têm-se o projeto detalhado e que como o próprio nome indica, têm-se todos os estudos do produto de modo mais aprofundado, tais como simulações, análises de estresse, projetos em softwares de detalhamento 3D e etc. (KUNDU, 2010). Por fim acontece os testes e avaliações da aeronave a fim de validar as decisões do projeto. A figura 1 ilustra o processo usual do projeto de uma aeronave.

Figura 1: Relação entre os processos do projeto



Fonte: Adaptado de Sadraey (2013)

## 2.6 PROJETO CONCEITUAL

Na fase do projeto conceitual, a aeronave é projetada de forma imprecisa e sem muitos cálculos, muitas vezes o projeto é feito apenas das decisões e seleções dos projetistas mais experientes (SADRAEY, 2013).

Um bom modo de começar esta etapa, é identificar os requerimentos referentes ao projeto em si. A principal obrigação do projeto conceitual, é direcionar a equipe para um modelo conceitual, ou seja, mostrar um caminho predeterminado para a equipe começar as fundações do projeto diante de um ponto inicial e que não necessariamente possuirá resultados tangíveis (SADRAEY, 2013).

## 2.6 PROJETO PRELIMINAR

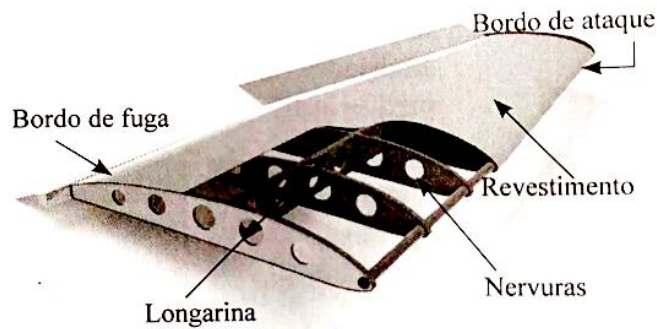
Após a fase conceitual, a progressão do projeto continua a desenvolver-se com o projeto preliminar. O propósito principal desta fase é determinar as características básicas dos componentes da aeronave. Nesta fase normalmente ocorrem processos como: análise de dados de aeronaves já consolidadas no mercado, análises de *trade-off*, análises de materiais, determinar quais softwares serão usados e etc (SADRAEY, 2013).

Com o avanço do projeto preliminar é possível garantir ou não a conformidade dos parâmetros da aeronave com os seus requisitos de projeto. Nesta fase a iteratividade é de grande importância em projetos complexos na indústria aeronáutica (KUNDU, 2010).

## 2.4 PROJETOS DE ASA

As asas são as principais superfícies sustentadoras de um avião que em geral, são construídas de forma simétrica no avião. As asas possuem diversos projetos e tamanhos, que visam atender os requisitos de desempenho propostos pelos fabricantes/clientes (RODRIGUES, 2019). A representação de uma asa bem como seus principais componentes podem ser vistos na figura 2.

Figura 2 - Asa com seus principais componentes



Fonte: Adaptado de Rodrigues (2019)

Em relação ao seu posicionamento no avião, estas podem estar localizadas em 3 posições. Asa alta, representada pela figura 3, ideal para projetos onde há fluxo de carga no avião pois facilita a inserção e retirada de cargas no avião. Devido a redução de um efeito chamado “efeito solo” (efeito aerodinâmico no qual se faz uma redução no arrasto induzido da aeronave e que permite a aeronave voar com menor tração) a aeronave consegue desempenhar em uma manobra de pouso, com uma pista menor (RODRIGUES, 2019).

Figura 3 - Asa com posicionamento superior



Fonte: Sadraey (2019)

Quando um avião possui suas asas posicionadas na sua parte inferior, diz-se que possui “asa baixa”. Suas vantagens estão relacionadas a facilitação do projeto de trem de pouso (componentes responsáveis por sustentar e manobrar o avião no solo) que por sua vez, podem estar acoplados na própria asa. Esta configuração é representada pela figura 4.

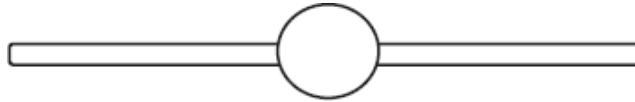
Figura 4 - Asa com posicionamento inferior



Fonte: Sadraey (2013)

A asa média, retratada na figura 5, em geral, é uma asa que possui suas características providas das asas baixa e alta, sendo um meio termo entre as duas configurações, e que em geral, possui a necessidade de cortar a longarina da asa (principal componente estrutural da asa) em duas (SADRAEY ,2013).

Figura 5 - Asa com posicionamento médio

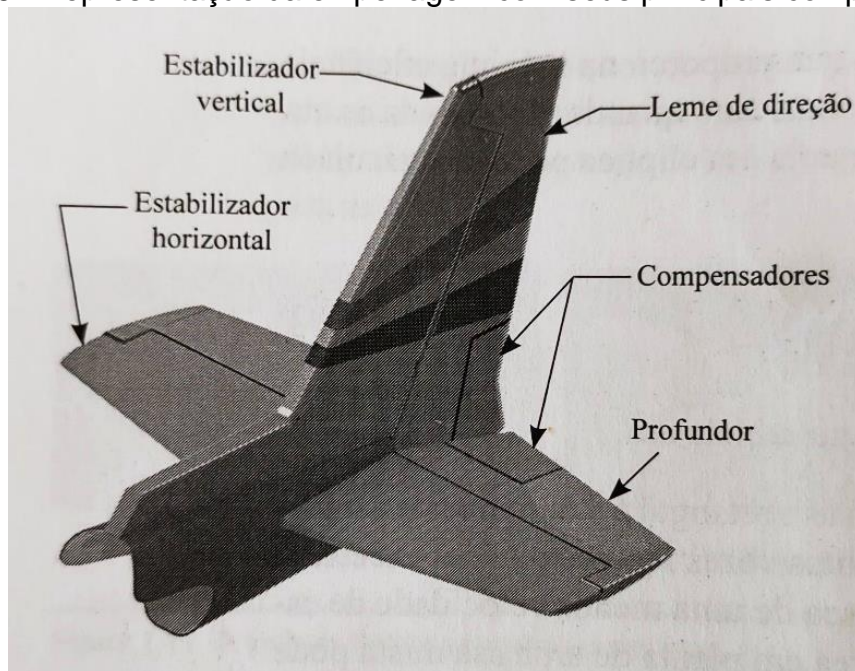


Fonte: Sadraey (2013)

## 2.6 PROJETO DE EMPENAGEM

A empenagem, ou cauda, é o conjunto das superfícies aerodinâmicas que possuem como principal função realizar a estabilidade e controle longitudinal e direcional da aeronave. A empenagem é dividida geralmente em duas partes, a empenagem horizontal, responsável pelos movimentos longitudinais, a empenagem vertical, responsável pelos movimentos direcionais (RODRIGUES, 2019). A empenagem, e seus principais componentes podem ser visualizados na figura 6.

Figura 6 - Representação da empenagem com seus principais componentes



Fonte: Rodrigues (2019)

Na figura 6, estão representados também o leme de direção, responsável pelo controle direcional do avião; o profundor, responsável pelo controle longitudinal e os compensadores; que são superfícies auxiliaadoras que ajudam o piloto a manter um ângulo desejado da aeronave.

As configurações mais comuns de empenagens são denominadas como: empenagem convencional, cauda em T, cauda em V e cauda dupla (ou H), e que são representadas pela figura 7.

A cauda convencional, é a configuração mais simples e mais adequada para realizar todas as funções da empenagem (i.e estabilidade e controle). Por conta disto a maioria das aeronaves (em torno de 60%) usam este tipo de configuração.

A empenagem horizontal é projetada para atender os requisitos de equilíbrio e estabilidade longitudinais, enquanto a vertical do equilíbrio e controle direcionais em torno do seu eixo vertical (SADRAEY, 2013).

A cauda em T, se assemelha à letra “T”, pois possui sua empenagem horizontal localizada no topo da empenagem vertical. Este tipo de configuração possui a melhor eficiência dentre as categorias de empenagem.

Sua principal desvantagem está no quesito estrutural, onde normalmente precisa-se ter investimento mais elevados e complexos para a sua construção (SADRAEY, 2013).

A empenagem H possui sua forma como um “H” e algumas características semelhantes a configuração em T. A empenagem horizontal, possui um desempenho melhor por conta de suas superfícies verticais atuarem como dispositivos de asa.

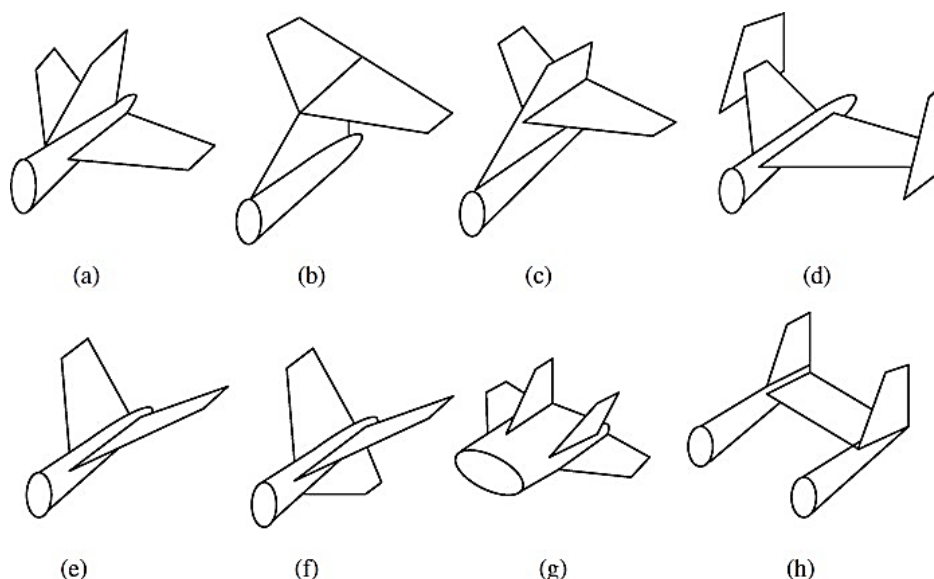
Também é possível realizar a redução da área da empenagem vertical, pois esta é dividida em duas. Em relação às suas desvantagens, está o desafio de necessitar de um planejamento de construção estrutural um pouco mais complexo.

O objetivo de se ter uma empenagem em V é possuir a menor área de empenagem possível.

Uma das principais características desta empenagem é que não possui divisão entre empenagem vertical e horizontal, tendo, portanto, duas superfícies aerodinâmicas que atuam como as duas funções.



Figura 7 - Principais configurações de empenagens



Fonte: Sadraey (2013)

## 2.6 ALGORITMOS GENÉTICOS

Os algoritmos genéticos são uma parte do que se constitui os algoritmos evolucionários. De acordo com Linden (2012), são uma técnica computacional que faz uma metáfora ao processo de evolução natural biológico.

Linden (2012) explica que o funcionamento dos algoritmos genéticos se dá pela criação de uma determinada população de indivíduos, que por sua vez são submetidos a uma função de avaliação seleção e mutação.

A avaliação é o método de classificação/qualificação de um determinado indivíduo. É nesta fase de avaliação que é determinado se um certo indivíduo terá mais chance de repassar seus genes ou menor chance (LINDEN, 2012).

Por se basear na teoria de evolução Darwinista, muitos das nomenclaturas usadas por estudiosos da área, também são usadas nos algoritmos genéticos. A analogia entre algoritmos genéticos e a teoria darwinista é representada pela tabela 1.

Tabela 1 - Analogia entre algoritmos genéticos e teoria da evolução

Natureza	Algoritmos Genéticos
Cromossomo	Palavra binária, vetor etc.
Gene	Característica do problema

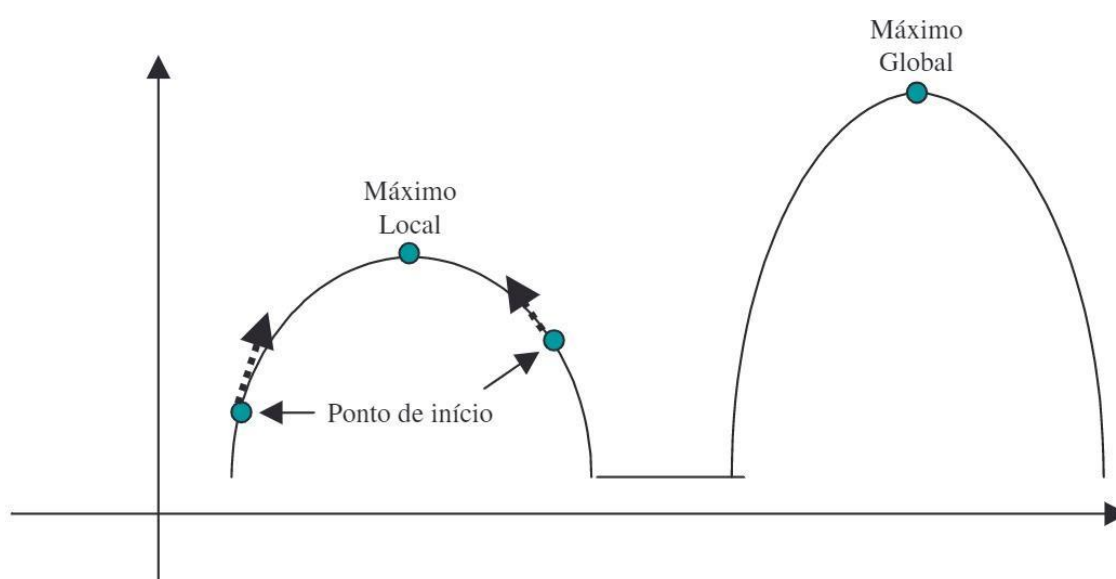


Alelo	Valor da característica
Loco	Posição da palavra, vetor
Genótipo	Estrutura
Fenótipo	Estrutura submetida ao problema
Indivíduo	Solução
Geração	Ciclo

Fonte: Pacheco (1999)

Como dito anteriormente, os algoritmos genéticos são técnicas usadas para buscar a melhor solução de um problema, ou em outras palavras, buscar a melhor solução global de um problema sem estar preso a máximos locais de uma função como demonstrado na figura 8. Devido ao fator de mutação de um algoritmo genético, a solução tende a não estagnar em um máximo local.

Figura 8 - Representação do máximo global e local de uma função



Fonte: Linden (2012)

Por fim, vale ressaltar, que um algoritmo genético se baseia da seguinte forma: cria-se uma população com diversos indivíduos com características distintas entre si. Cada indivíduo desta população é submetido aos operadores genéticos e mutações. A partir desta troca de genes/características, cria-se uma nova população de indivíduos.

Logo após isso, em geral, toda a população anterior é descartada. Caso a nova população tenha a solução ótima para o determinado problema, o algoritmo para aqui, caso contrário, a nova população é submetida a um novo cruzamento e um novo ciclo se inicia.

## 2.7 OPENVSP

O software Openvsp é uma ferramenta paramétrica para fins de desenvolvimento de geometrias de aeronaves. Esta ferramenta foi criada por J.R. Gloudemans e outros integrantes da empresa americana NASA no início dos anos 90. Atualmente o software está liberado como *open source* para estar de acordo com os novos programas de código aberto proposto pela NASA (OpenVSP wiki, 2021).

Atualmente o software possui ferramentas para modelagem 3D para protótipos de aeronaves. Os procedimentos para criação de uma nova geometria são simples, basta selecionar uma estrutura do avião para criação (i.e asa, fuselagem, forma geométrica) e editar seus respectivos parâmetros. Portanto, de fácil compreensão e adequados para o propósito do trabalho.

Além de possuir o pacote de ferramentas para modelagem, o software também disponibiliza uma seção especializada em simulações da geometria construída. Esta seção consegue disponibilizar coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade nos três eixos de movimento rotacionais do avião, itens que serão importantes no momento de avaliação dos indivíduos no algoritmo genético.

### 2.6.1 Interface de programação da aplicação Openvsp

O software Openvsp não foi construído para ser um algoritmo genético, todavia, é disponibilizado pelos moderadores a sua interface de programação de aplicação (API), que permite a integração de um *script* de programação com o software. Por meio da API é possível acessar boa parte dos comandos do *software* via linhas de código, sendo possível então, automatizar todos os processos do projeto.

A linguagem de programação escolhida para fazer a integração das aplicações foi a linguagem Python, por ser uma linguagem já difundida pelas indústrias aeronáuticas, bem como ter sido recomendada por um dos engenheiros da Nasa que

apresentou a ferramenta para os estudantes participantes da competição da SAE Brasil.

### 3 PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

#### 3.6 PROJETO INICIAL

Dado a necessidade de um projeto conceitual para inicialização do programa. Usou-se dados históricos coletados pela equipe Aerosatc a fim de se ter um panorama de como deve ser a aeronave nos seus estágios finais. O código representado pela figura 9 corresponde aos valores usados pelo projeto inicial.

Foi decidido que a configuração de asa alta é mais adequada por se tratar de uma aeronave cargueira. O fato de a equipe já possuir experiência na construção deste tipo de asa bem como o efeito solo ter pouco influência neste tipo de aeronave corroboram para esta decisão. A asa também seria classificada como asa do tipo mista, por possuir uma área transversal retangular e outra área de forma trapezoidal.

Foi decidido que a empenagem seria do tipo H por conta das restrições geométricas impostas pela comissão de avaliação SAE Brasil que é descrita pelas equações 1 e 2.

$$H + B \leq 2,5m \quad (1)$$

$$H \leq 0,6m \quad (2)$$

Onde:

H = altura total (m);

B = envergadura total (m).

O fator determinante para a escolha da empenagem H foi a redução da área da empenagem vertical, e conseqüentemente, sua altura. Foi decidido também que a empenagem ficaria a 0,150 metros acima do eixo lateral da fuselagem da aeronave a fim de poder realizar uma decolagem mais segura, bem como possuir melhor eficiência durante a decolagem por estar livre do efeito de redução de velocidade do *downwash*.

Com intuito de melhorar o projeto a cada ano, o projeto conceitual da

aeronave partiu do pressuposto que a mesma decolaria com 15 kg, sendo este um total da soma de 3,5 kg do seu peso vazia, e 11,5 kg de carga carregada pelo avião, também conhecida como carga paga.

É importante salientar que a finalidade do algoritmo genético é encontrar o valor ótimo das geometrias das superfícies aerodinâmicas (i.e. asa, empenagem vertical, empenagem horizontal). O projeto da fuselagem e trem de pouso estão além do escopo deste trabalho.

### 3.6.1 Escolha da área inicial da asa

Como a asa é a principal superfície sustentadora de uma aeronave, é de extrema importância que a decisão da escolha da área inicial da asa seja feita com cuidado. Para isso, usou-se os métodos propostos por Sadraey (2013) no qual se baseiam em desempenhos desejados da aeronave. Para isso criou-se um gráfico chamado *inicial sizing* (dimensionamento inicial) que permite obter um ponto de partida para o primeiro parâmetro importante da asa.

O primeiro requisito de desempenho para a aeronave, é determinar sua velocidade de decolagem. Este parâmetro representa a velocidade mínima que uma aeronave precisa ter para que a sua sustentação seja igual ao seu peso. Esta velocidade foi escolhida pela equipe pelos dados históricos para ser 12,22 m/s. Com isso encontra-se a região aceitável do gráfico  $W/P \times W/S$  quando se tratando de velocidade de *stall*.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{V_s} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{Lmax} \quad (3)$$

Onde:

$W$  = Peso total (N);

$S$  = Área da asa ( $m^2$ );

$\rho$  = Densidade do ar ( $kg/m^3$ );

$V_s$  = Velocidade de stall (m/s)

$C_{Lmax}$  = Coeficiente de sustentação máximo (---).

O próximo parâmetro importante para uma aeronave é a velocidade

máxima. Seguindo o mesmo método da velocidade de *stall* proposto por Sadraey (2013), a equação governante que se refere ao requisito de velocidade máxima é dada pela equação 4.

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_P}{0.5\rho V_{max}^2 C_{Do} \frac{1}{\left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4)$$

Onde:

P = Potência (W);

$\eta_P$  = Rendimento da hélice (---);

$V_{max}$  = Velocidade máxima (m/s)

$C_{Do}$  = Coeficiente de arrasto com sustentação nula (---);

K = Fator de arrasto induzido (---);

De acordo com uma das regras restritivas da competição Aerodesign, a aeronave deve ser apta a decolar com no máximo 58m de pista, caso contrário, o voo não é considerado e a equipe possui menor chance de vitória. Portanto, faz-se necessário inserir o desempenho de tamanho de pista de decolagem na definição do gráfico *inicial sizing*. Ainda seguindo os métodos propostos por Sadraey (2013), a equação que rege este requisito é dada pela equação 5.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{To}} = \frac{1 - \exp\left(0,6\rho g C_{DG} S_{To} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right) \left[\exp\left(0,6\rho g C_{DG} S_{To} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{To}} \quad (5)$$

Onde:

g = aceleração gravitacional (m/s<sup>2</sup>);

$C_{DG}$  = coeficiente de arrasto na pista (---);

$C_{LR}$  = coeficiente de sustentação no momento da rotação (---);

$S_{To}$  = comprimento total de pista (m);

$V_{To}$  = velocidade de decolagem (m/s);

$\mu$  = coeficiente de atrito da pista (---).

O regulamento da competição do ano de 2022, prediz que a partir do ano

de 2023, todas as equipes estarão sujeitas a serem obrigadas a usar motores elétricos em suas aeronaves. Portanto, a equipe decidiu por usar o motor elétrico já no ano de 2022 para familiarização do mesmo.

Figura 9 - Parâmetros usados no projeto inicial

```
g = 9.81 # aceleração da gravidade
rho0 = 1.2 # densidade do ar ao nível do mar
rho = 1.1 # densidade do ar em são José dos campos
sigma_densidade_ar = rho/rho0 # razão da densidade do ar atual com a densidade do ar em nível do mar
mi = 0.037 # coeficiente de atrito da pista

# ----- Pesos -----#

W_payload = 12*g # Carga do avião
W_empty = 4.5*g # Peso do avião vazio
MTOW = W_payload + W_empty # Peso total do avião
We_wp = W_empty/W_payload

# ----- Geometria -----#

S_wing_estimado = 0.854 # Área da asa, usada para cálculos iniciais

# ----- Velocidades -----#

v_stall = 12.22 # Velocidade de stall
v_max = 26.34 # Velocidade máxima
v_takeOff = 1.2*v_stall # velocidade de decolagem
v_cruise = 14.24 # Velocidade de cruzeiro
v_rotation = 1.15*v_stall # velocidade de rotação

# ----- Aerodinâmica -----#

K = 0.0712

CL_max = 1.8 # Coeficiente de sustentação máximo
CL_cruise = MTOW/(0.5*rho*(v_cruise**2)*S_wing_estimado) # CL na velocidade de cruzeiro
CL_flap_takeOff = 0 # CL adicional com flaps durante a decolagem (inexistente)
CL_takeOff = CL_cruise + CL_flap_takeOff # CL no momento da decolagem
CL_rotation = CL_max/1.1**2 # CL no momento de rotação

CD0_estimado = 0.02

CD0_Landing_gear = 0.003 # coeficiente de arrasto zero-lift do trem de pouso
CD0_HLD_takeOff = 0 # coeficiente de arrasto zero-lift do dispositivo de alta sustentação (flaps)

CD0_takeOff = CD0_estimado + CD0_Landing_gear + CD0_HLD_takeOff # Coeficiente de arrasto zero-lift na decolagem
CD_takeOff = CD0_takeOff + K*(CL_takeOff**2) # Coeficiente de arrasto total durante a decolagem

CD_ground = CD_takeOff - (mi*CL_takeOff) # Coeficiente de arrasto com atrito

# ----- Parâmetros motor/hélice -----#

ni_propeller = 0.55 # coeficiente de eficiência da hélice
tracaoDecolagem = 45
potenciaMotorEletrico = 700

# ----- Pista -----#

S_takeOff = 57 # máxima para decolagem
```

Fonte: Autor

As restrições técnicas referentes ao motor estão relacionadas com a sua potência, que deve ser no máximo 700W em qualquer fase de voo. Logo, faz-se necessário inserir este parâmetro no gráfico também.

O código demonstrado pela figura 10 representa a aplicação das fórmulas no *script* do projeto inicial, usando os dados da figura 9 que por sua vez resultaram no gráfico *inicial sizing* que pode ser visualizado na figura 11 e na figura 12.

Figura 10 - Código da aplicação das fórmulas

```

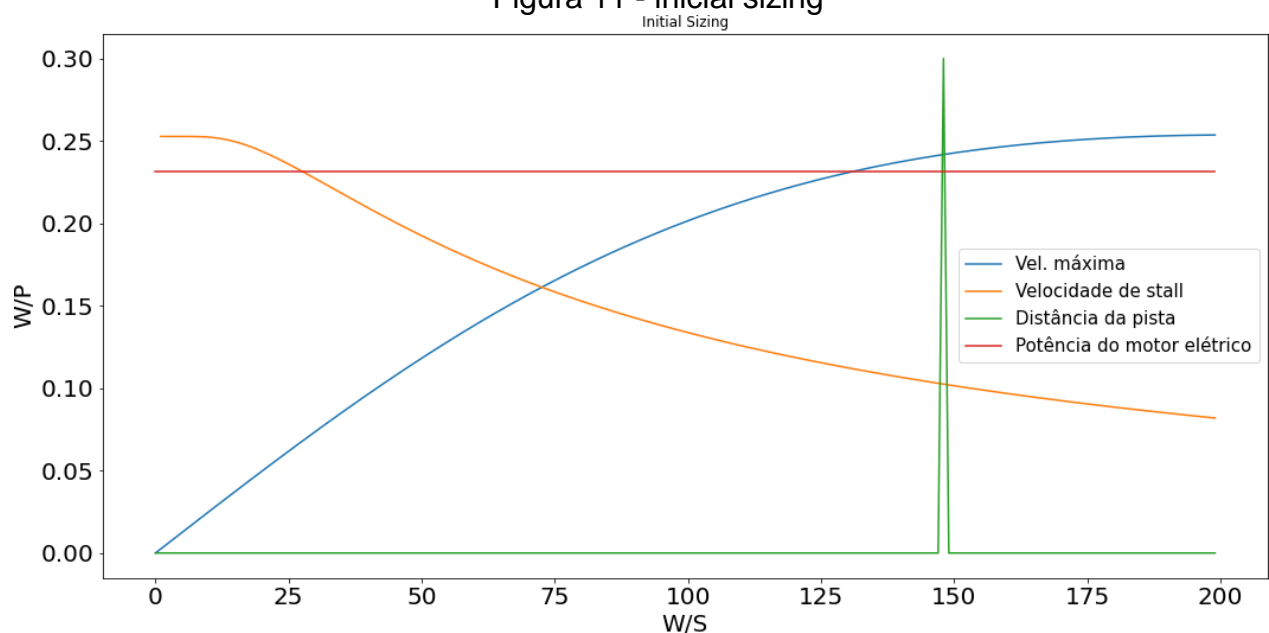
63
64 # ----- inicial sizing -----#
65
66
67 W_S = np.arange(0,200,1)
68 valor_W_S_stall = fn.W_barra_S_Stall(rho,v_stall,CL_max)
69 W_S_stall = np.zeros(200)
70
71
72 W_P_vmax = list(ni_propeller/((0.5*rho*(v_max**3)*CD0_estimado*(1/W_S))+((2*K)/(rho*sigma_densidade_ar*v_max))*W_S)))
73
74
75 numerador = []
76 denominador = []
77 W_P_takeOff = []
78 area = []
79
80 for i in range(len(W_S)):
81     numerador.append(1-(math.exp(0.6*rho*g*CD_ground*S_takeOff*(1/W_S[i]))))
82
83 for j in range(len(W_S)):
84     denominador.append(mi-((mi+(CD_ground/CL_rotation))*(math.exp(0.6*rho*g*CD_ground*S_takeOff*(1/W_S[j])))))
85
86 for k in range(len(W_S)):
87     W_P_takeOff.append((numerador[k]/denominador[k])*(ni_propeller/v_takeOff))
88
89 W_S_stall[round(valor_W_S_stall)] = 0.3
90
91 W_P_aero = MTOW/700
92 aux = []
93 for o in range(len(W_S)):
94     aux.append(W_P_aero)

```

Fonte: Autor

As linhas 80, 83 e 86 representam as equações 3, 4 e 5. Nesta seção cada equação é submetida a um *loop* do tipo *for*, que por sua vez realiza a substituição das variáveis fixas dadas pela figura 10, e varia a carga alar no intervalo de 0 à 200N/m². Após este procedimento, têm-se a plotagem dos gráficos.

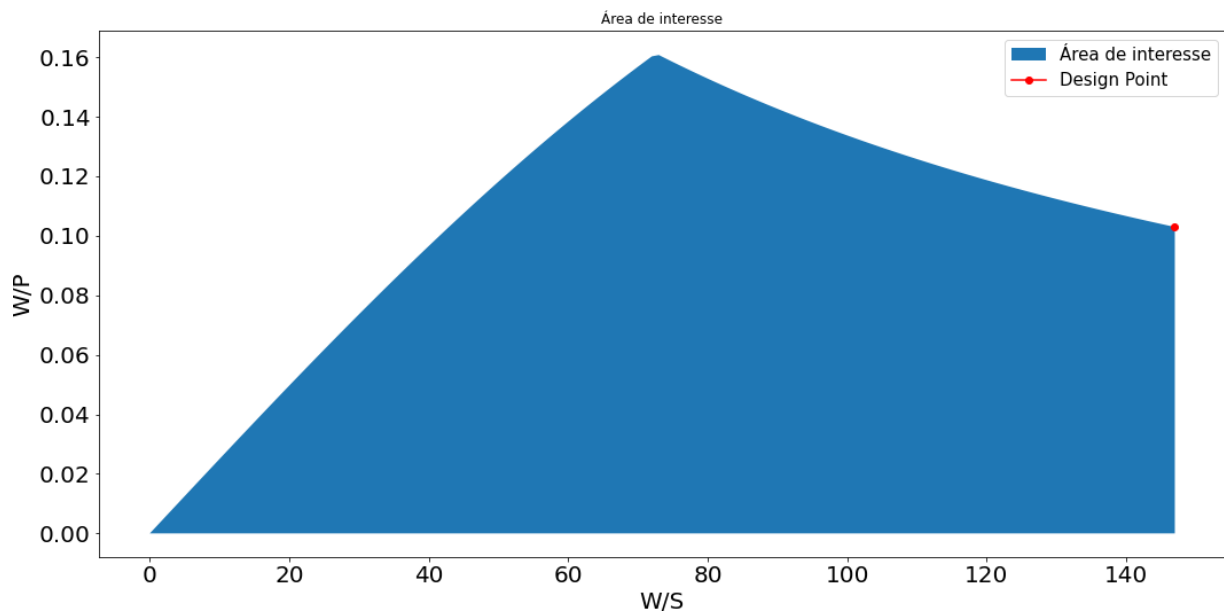
Figura 11 - inicial sizing



Fonte: Autor



Figura 12 - região de interesse



Fonte: Autor

A figura 13 representa os requisitos para a aeronave em questão, se tratando de velocidade máxima, velocidade de *stall*, distância de pista e potência do motor elétrico. Segundo Sadraey (2013), o ponto de partida para o projeto inicial da asa, trata-se do ponto da área de interesse com o valor de W/S e W/P mais altos.

A área de interesse é a intersecção das áreas que ficam à baixo de cada função dos fatores de desempenho requeridos ditos. O que chamamos de *design point* (ponto de partida para o design) se trata do ponto de partida da que será usado para adquirir a área inicial da asa. O valor do eixo W/S do gráfico nos dá o valor de 147N/m<sup>2</sup>. Aplicando este valor na equação 6 têm-se que o valor inicial de área de asa é 1,1011m<sup>2</sup>.

$$S = W_{TO} / \left( \frac{W}{S} \right)_d \quad (6)$$

Onde:

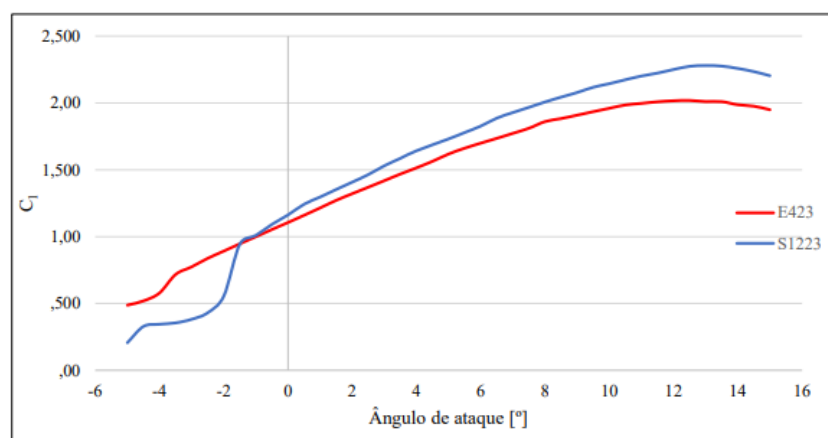
S = Área inicial da asa (m<sup>2</sup>);

W<sub>TO</sub> = Peso de decolagem (N).

### 3.6.2 Escolha do perfil aerodinâmico

Para a escolha do perfil aerodinâmico de ambas as aeronaves, escolheu-se o perfil que fornecesse a maior quantidade de coeficiente de sustentação no intervalo de 0 a 13 graus. Os perfis aerodinâmicos analisados foram o E423 e o S1223 pois estes já eram de conhecimento prévio da equipe. A figura 13 representa o gráfico que correlaciona o coeficiente de sustentação de ambos os perfis com o ângulo de ataque.

Figura 13 -  $C_l$  x  $\alpha$  Perfil Asa



Fonte: Autor

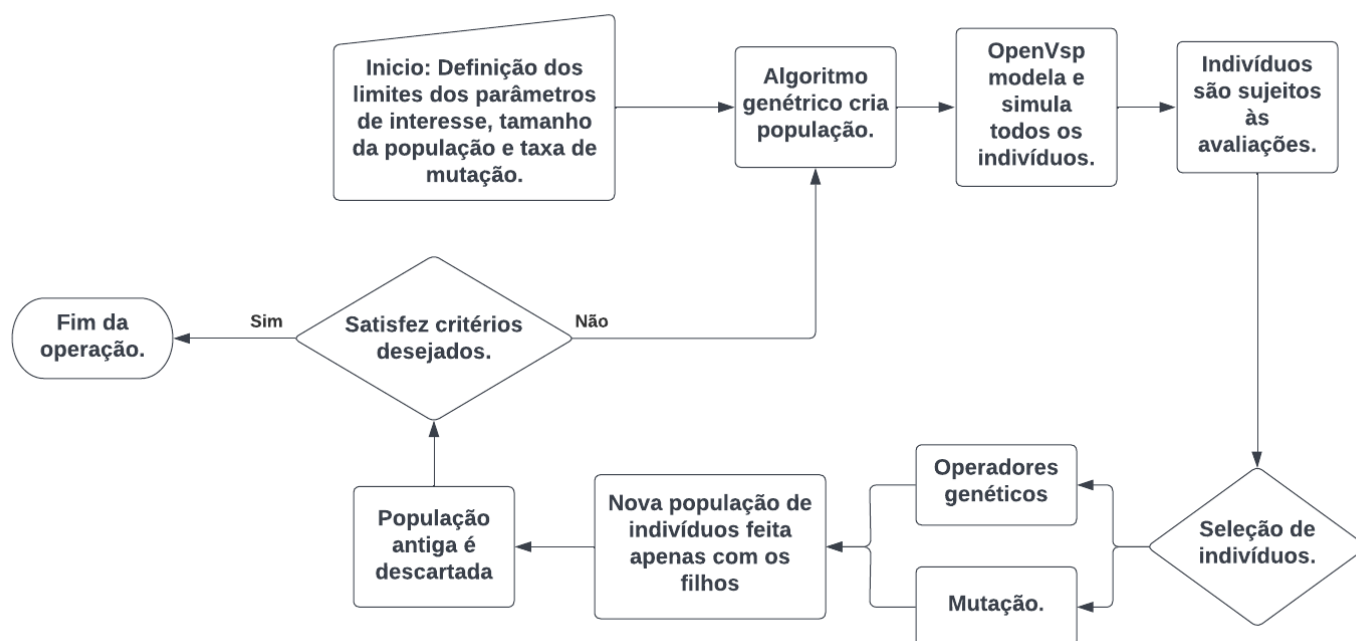
Como o demonstrado no gráfico, o perfil S1223 demonstrou maior capacidade de gerar sustentação nos ângulos de ataques desejados devido aos valores de coeficiente de sustentação maiores que o E423. Por conta disto, foi escolhido para ser usado na aeronave não otimizada, bem como na aeronave com as geometrias otimizadas.

## 3.2 IMPLEMENTAÇÃO DO ALGORITMO GENÉTICO

Após a obtenção dos valores iniciais da aeronave, faz-se necessário fazer as otimizações das superfícies sustentadoras com o algoritmo genético pelo método direto. Este método inicialmente trabalha com a geometria do veículo para posteriormente obter as características aerodinâmicas.

Usou-se o fluxograma ilustrado pela figura 14 para demonstrar o processo do algoritmo. Para a parametrização do algoritmo genéticos foram usados os dados de entrada dispostos na tabela 2.

Figura 14- fluxograma do algoritmo genético com Openvsp



Fonte: Autor

Tabela 2 - Parâmetros do algoritmo genético

Parâmetro	Valor
População	20
Chance de mutação (%)	5
Número de gerações	300

Fonte: Autor

Inicialmente criou-se uma população inicial de 20 indivíduos para que se tenha a maior variedade possível de características na população inicial. As características de cada indivíduo a serem contidas são: porcentagem de envergadura de asa quadrada e trapezoidal, corda da asa retangular e trapezoidal e enflechamento da asa trapezoidal conforme a tabela 3. A inicialização de cada indivíduo do algoritmo genético feito pelo *script* em *python* é representada pela figura 15. Após a inicialização da população, o *script* desempenhará o trabalho de modelar as geometrias da empenagem e da asa e realizar as simulações desejadas.

Figura 15 - Inicialização dos indivíduos

```

12 class Aircraft():
13     def __init__(self, envergadura, lista_cordaInicial, aerofolio, lista_incidencia, sweepPrimeiraSec, geracao = 0, numeroIndividuo = 0):
14
15         self.geracao = geracao
16         self.numeroIndividuo = numeroIndividuo
17
18         if self.geracao == 0:
19
20             # --- ASA ---
21             # Envergadura
22             porcentagem = random.choice([0.4,0.45,0.5,0.55,0.6,0.65,0.7])
23             self.envergadura_inicial = (random.choice(envergadura))
24             self.primeiraEnvergadura = porcentagem*(self.envergadura_inicial/2)
25             self.segundaEnvergadura = (1-porcentagem)*(self.envergadura_inicial/2)
26             # Corda
27             self.CordaPrimeiraSec = random.choice(lista_cordaInicial)
28             self.CordaSegundaSecRoot = self.CordaPrimeiraSec
29             self.CordaSegundaSecTip = random.uniform(0.3, 1)*self.CordaPrimeiraSec
30             self.aerofolio = aerofolio
31             # Sweep
32             self.sweepSect01 = random.choice(sweepPrimeiraSec)
33             sweepMaximo = float(math.degrees(math.atan(((self.CordaSegundaSecRoot-self.CordaSegundaSecTip)/self.segundaEnvergadura))))
34             self.sweepSect02 = random.choice(np.arange(0.0, sweepMaximo))
35
36         else:
37
38             # --- ASA ---
39             # Envergadura
40             self.primeiraEnvergadura = envergadura[0]
41             self.segundaEnvergadura = envergadura[1]
42             self.envergadura_total = (self.primeiraEnvergadura + self.segundaEnvergadura)*2
43             # Corda
44             self.CordaPrimeiraSec = lista_cordaInicial[0]
45             self.CordaSegundaSecRoot = self.CordaPrimeiraSec
46             self.CordaSegundaSecTip = lista_cordaInicial[1]
47             self.aerofolio = aerofolio
48             # Sweep
49             sweepMaximo = float(math.degrees(math.atan(((self.CordaSegundaSecRoot-self.CordaSegundaSecTip)/self.segundaEnvergadura))))
50             self.sweepSect01 = sweepPrimeiraSec[0]
51             if sweepPrimeiraSec[1] > sweepMaximo:
52                 self.sweepSect02 = sweepMaximo
53             else:
54                 self.sweepSect02 = sweepPrimeiraSec[1]
55

```

Fonte: Autor

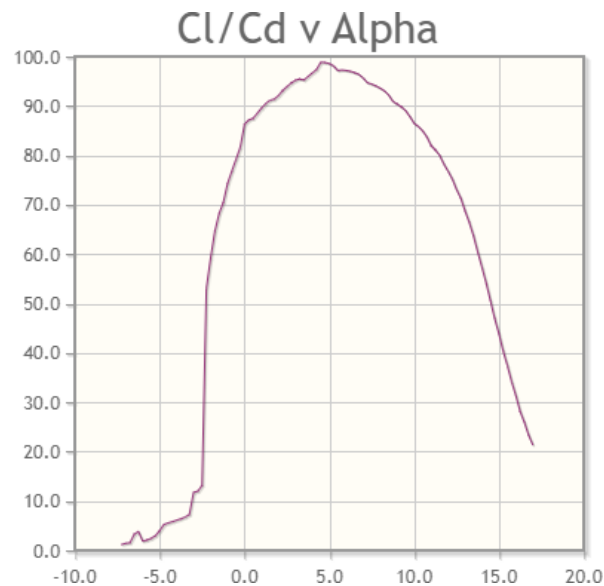
Os coeficientes desejados para a simulação serão o  $C_L$  do avião, sabendo que a asa do avião possui um ângulo de incidência de  $5^\circ$ . Este ângulo foi escolhido devido às características aerodinâmicas da geometria de perfil ao longo da asa como demonstrado na figura 16. Segundo a metodologia de Sadraey (2013) deve-se escolher o ângulo de incidência que possua a maior relação  $C_l$  e  $C_d$  possível.

Tabela 3 - Limites algoritmo genético

Parâmetro	Limites
Envergadura da asa retangular (%)	30 - 70
Envergadura da asa trapezoidal (%)	30 - 70
Corda da asa retangular (m)	0,3 – 0,6
Corda da asa trapezoidal (m)	0,09 – 0.6
Enflechamento asa trapezoidal ( $^\circ$ )	Variável com cada indivíduo

Fonte: Autor

Figura 16 - Relação Cl/Cd do perfil S1223 em relação ao ângulo de ataque



Fonte: Airfoiltools

O *script* do algoritmo genético modelou a porção trapezoidal da asa de modo que do ângulo formado entre a corda raiz e a corda de ponta de asa, também chamado de ângulo de enflechamento, ficasse dentro dos limites estipulados pela equação 7.

$$0 \leq \Lambda \leq \tan\left(\frac{C_r - C_t}{B}\right) \quad (7)$$

Onde:

$\Lambda$  = Ângulo de enflechamento (°);

$C_r$  = Corda na raiz da asa (m);

$C_t$  = Corda na ponta da asa (m).

Logo após a modelagem e simulação dos indivíduos, realizou-se a avaliação de cada indivíduo, representado pelo código da figura 17. Em seguida obteve-se a seleção dos indivíduos no qual serão selecionados pelo método roleta viciada, que se trata de um algoritmo que seleciona os indivíduos com maiores avaliações com mais frequência do que os de menores avaliações. Vale ressaltar que é desejável que existam indivíduos de baixa avaliação pois existe a possibilidade

destes indivíduos possuírem características desejáveis para o resultado desejado.

Figura 17 - Avaliação dos indivíduos

```

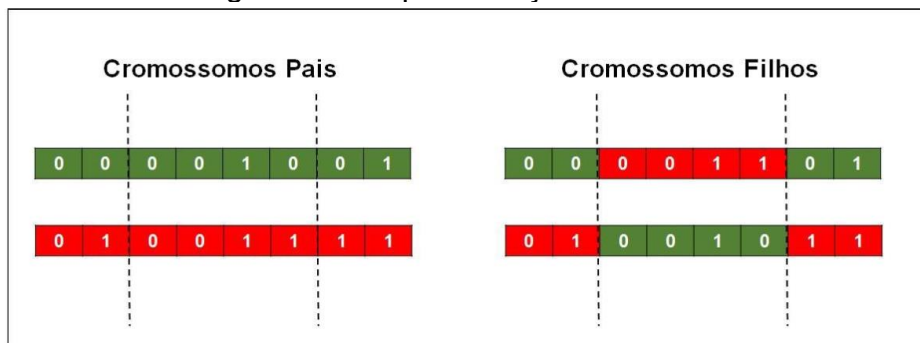
361     CLmax = max(self.CLxAlpha)
362
363     CL_5graus = self.CLxAlpha[1]
364
365     CDo_5graus = self.CDoAlpha[1]
366
367     Vstall = math.sqrt((2*MTOW)/(rho*sref*CLmax))
368
369     V_decolagem = 1.2*Vstall
370
371     arrastoDecolagem = 0.5*rho*(V_decolagem**2)*sref*CDo_5graus
372     sustentacaoDecolagem = 0.5*rho*(V_decolagem**2)*sref*CL_5graus
373
374     forcasHorizontais = T - (arrastoDecolagem + mi*(MTOW - sustentacaoDecolagem))
375
376     self.distDecolagem = (1.44*(MTOW**2))/(g*rho*sref*CLmax*forcasHorizontais)
377     pesoDecolagem = math.sqrt((((g*rho*sref*CL_5graus*T)*pista)/1.44))
378     self.massaDecolagem = pesoDecolagem/g
379
380     if self.distDecolagem > 55:
381         self.distDecolagem = 1000
382
383     self.nota_avaliacao = self.massaDecolagem/self.distDecolagem
384

```

Fonte: Autor

Em seguida aconteceu o cruzamento e a mutação. O cruzamento genético nada mais é do que a troca de características entre indivíduos. Utilizou-se o método *crossover* de um ponto. Este método é um algoritmo que construiu as características de cada indivíduo dentro de um *array*, cada array foi cortado em um ponto aleatório e comutado entre outro indivíduo como exemplificado na figura 18.

Figura 18 - Representação do crossover



Fonte: Gomes et al (2017)

Em conjunto com o *crossover* aconteceu a mutação genética onde ocorreu a mudança aleatória de um gene de um indivíduo diante de uma taxa de mutação. O

valor para a taxa de mutação foi escolhido para ser 5%.

Após este processo, encontrou-se a nova população de indivíduos que possuiu novos indivíduos com características distintas da população anterior. Este processo ocorreu iterativamente até que a equipe encerrou o processo manualmente.

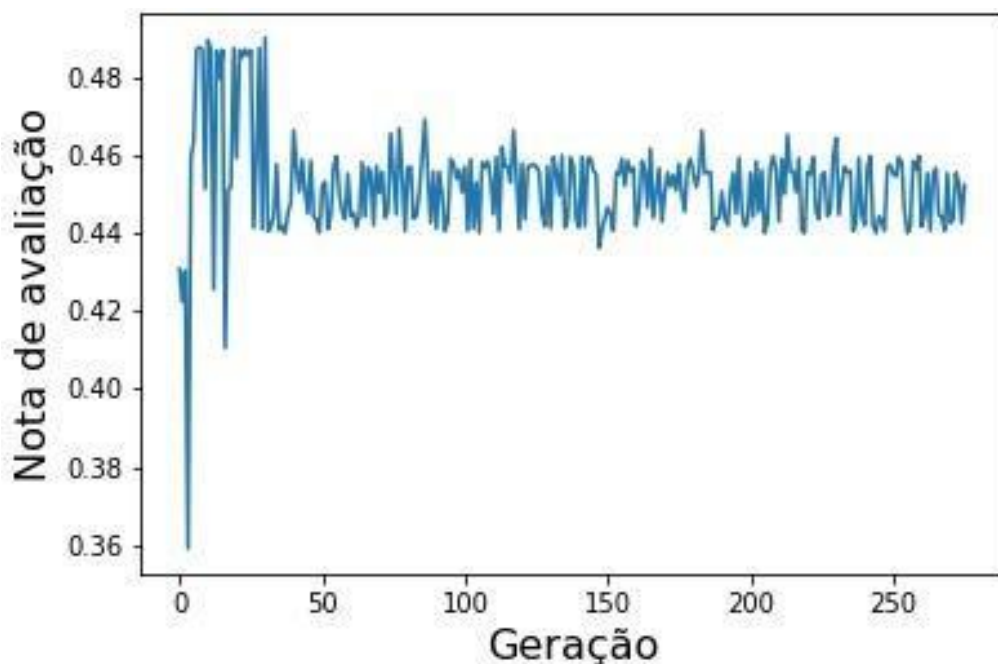
## 4 RESULTADOS

Após 270 gerações o algoritmo convergiu na geração 40 tendo uma nota avaliativa de 0,49, nota-se uma melhora em relação ao ano anterior que possuiu como nota 0,40. Porém, como visto na figura 19, a melhor faixa de avaliação permaneceu entre as gerações 20 e 40, tendo a melhor nota no segundo indivíduo da geração 30.

O melhor indivíduo da geração 30 apresentou uma asa mista com uma semi-asa retangular de 0,55 metros de envergadura e uma semi asa trapezoidal de 0,45 metros de envergadura.

Assim, como estipulado pelo algoritmo via código, a aeronave possuiu uma empenagem horizontal com uma área relativamente grande em comparação a outras aeronaves.

Figura 19 - Progressão das gerações



Fonte: Autor



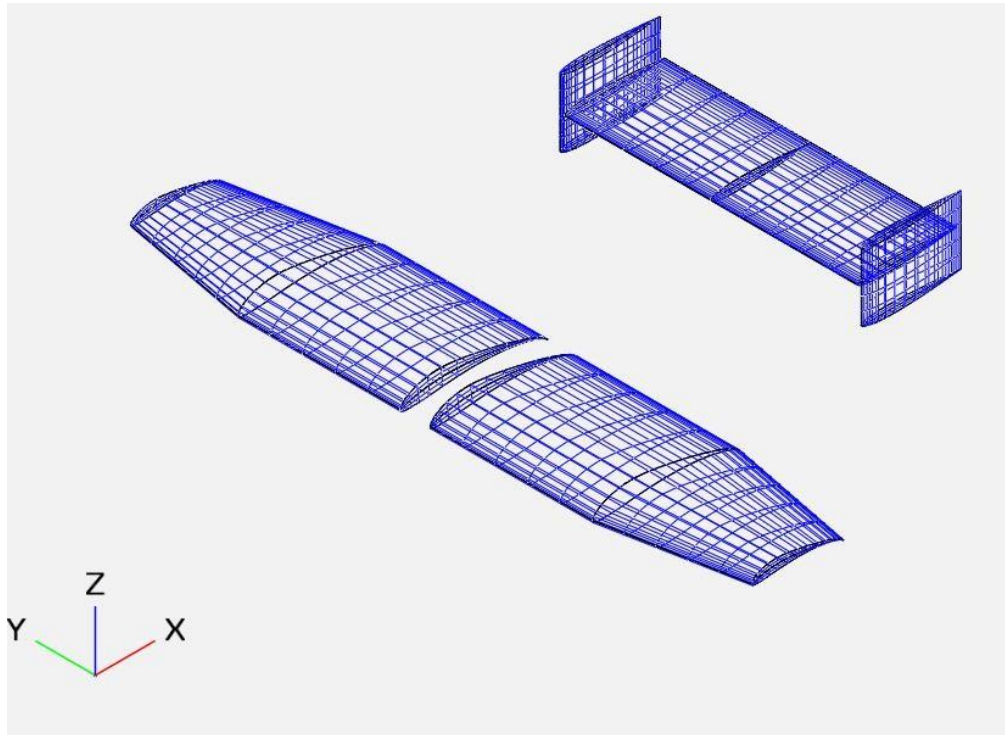
Esta característica foi estipulada devido a facilidade de construção requerida pela equipe. As medidas obtidas pelo algoritmo genético, bem como as medias que seriam utilizadas sem a otimização, podem ser visualizadas na tabela 4. A vista em perspectiva e superior da aeronave otimizada estão representadas pela figura 21 e 22.

Tabela 4 - Medidas da geometria

DADOS	Geometria comum	Geometria otimizada	Diferença entre geometrias
<b>ASA</b>			
Envergadura total (m)	2	2	0 (0%)
Envergadura retangular (m)	2	1,1	0,9 (45%)
Envergadura trapezoidal (m)	0	0,9	-0,9
Corda raiz (m)	0,55	0,5	0,05 (10%)
Corda ponta (m)	0,55	0,312	0,238 (44%)
Enflechamento trapezoidal (°)	0	11	-11
Ângulo do perfil (°)	5	5	0 (0%)
<b>EMPENAGEM H.</b>			
Envergadura total (m)	1,083	0,988	0,095 (9%)
Corda (m)	0,447	0,335	0,112 (26%)
Distância de cauda (m)	1	1	0 (0%)
Altura (m)	0,15	0,15	0 (0%)
Ângulo do perfil (°)	-1	-1	0 (0%)
<b>EMPENAGEM V.</b>			
Envergadura individual (m)	0,303	0,228	0,075 (25%)
Corda (m)	0,447	0,335	0,112 (26%)

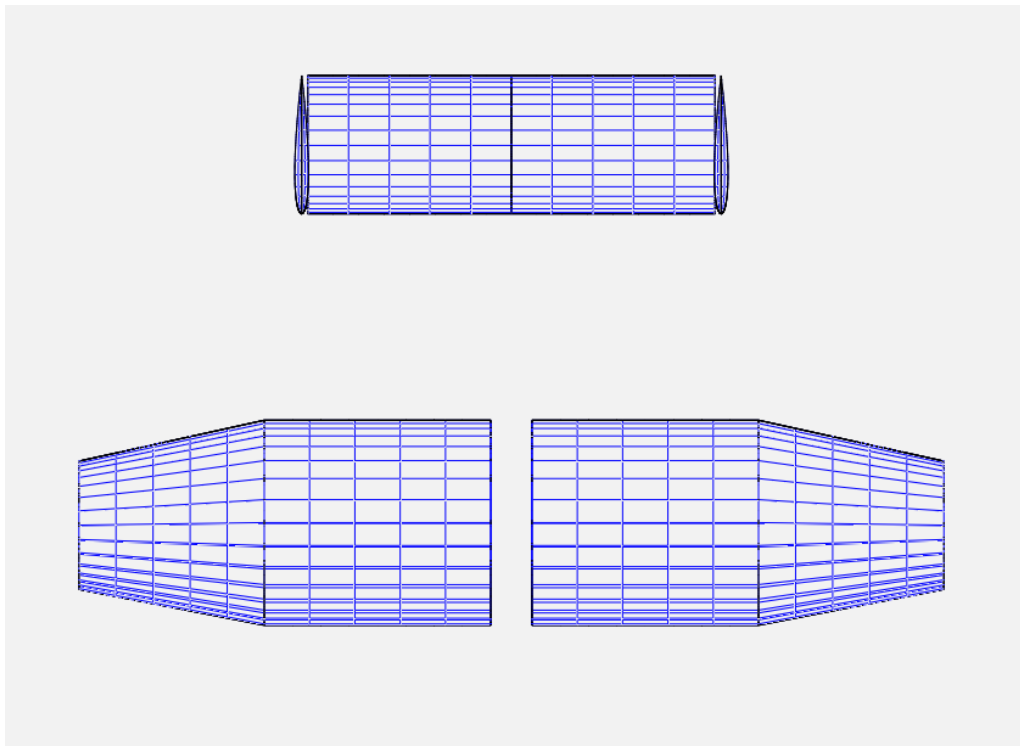
Fonte: Autor

Figura 20 - Visão isométrica da aeronave



Fonte: Autor

Figura 21 - Visão superior da aeronave



Fonte: Autor

Se tratando do desempenho físico e aerodinâmico da aeronave, esta

apresentou diversas diferenças que podem ser visualizadas pela tabela 5.

Tabela 5 - Características de desempenho

Dados	Aeronave não otimizada	Aeronave Otimizada	Diferença entre geometrias
<b>Distância de pista para sustentação se igualar ao peso (m)</b>	44,95	35,27	9,68 (22%)
<b>Massa total (Kg)</b>	16,24	14,12	2,12 (14%)
<b>Área das superfícies aerodinâmicas (m<sup>2</sup>)</b>	2	1	0,468 (26%)
<b>Volume das superfícies aerodinâmicas (m<sup>3</sup>)</b>	0,0625	0,0468	0,015 (25%)
<b>massa das superfícies aerodinâmicas (Kg)</b>	0,071	0,053	0,018 (26%)
<b>Coeficiente de sustentação em 5°</b>	1,45	1,25	0,2 (14%)
<b>Coeficiente de sustentação máximo</b>	2	1,8	0,2 (10%)
<b>Velocidade de decolagem (m/s)</b>	14,89	14,07	0,82 (6%)

Fonte: Autor

Nota-se que a aeronave otimizada consegue desempenhar uma decolagem mais curta carregando uma quantidade de carga menor, enquanto a não otimizada, carrega mais peso, porém necessitando de um comprimento de pista maior para alcançar a velocidade de decolagem.

Analisando os coeficientes aerodinâmicos percebe-se que a aeronave otimizada ganhou 10% em seu coeficiente máximo de sustentação, característica desejável para voos mais seguros (Sadraey, 2013). Em contrapartida, analisando o ângulo de 5° da aeronave não otimizada, nota-se um ganho de coeficiente de sustentação, o que é de interesse para voos mais curtos.

Considerando a diferença de massa perdida pela modelagem das superfícies aerodinâmicas das duas aeronaves, nota-se que a redução de peso é quase ínfima, não tendo proporção suficiente para ser um parâmetro de relevância

para a aeronave otimizada.

## 5 CONCLUSÃO

O objetivo do algoritmo genético visava gerar as medidas geométricas ideais de uma aeronave a fim de carregar a maior quantidade possível de carga para a equipe Aerosatc com intuito de disputar na competição Sae Brasil Aerodesign.

A aeronave com as medidas geradas pelo algoritmo, apresentou um coeficiente de sustentação máximo maior e uma distância de decolagem menor do que a aeronave inicial. Porém, a aeronave inicial apresenta um coeficiente de sustentação maior nos momentos de decolagem, justamente por possuir uma área de asa maior, o que a faz mais apropriada para missões de carga, como é o caso da competição Sae Brasil Aerodesign, e por conta disto, foi escolhida para ser usada no torneio.

Os resultados proporcionados pela pesquisa possibilitarão a equipe a iniciar o projeto detalhado, bem como a construção da aeronave. Após estas etapas, serão validados os pontos referentes ao desempenho geral do avião para poder garantir uma boa colocação na competição.

Para melhoria do algoritmo em projetos futuros, pode-se implementar a integração do algoritmo genético com outras técnicas de inteligência artificial, como algoritmo de derivação livre, otimização baseada em simulação, programação convexa sequencial. Outra possibilidade de melhoria na aplicação seria utilizar técnicas mais avançadas de algoritmos genéticos que por sua vez podem gerar resultados mais diversificados e que podem ser benéficos para o projeto.

## REFERÊNCIAS

Airfoil Tools. **S1223**. Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1223-il>. Acesso em: 18/05/2022.

GOMES, F.; et al. **Estudo Comparativo Entre os Métodos Gradiente Reduzido Generalizado e Algoritmo Genético em Otimização com Múltiplas Respostas**. Pridução Online. Florianópolis. 2017

KEANE, Andrew; SÓBESTER, András; SCANLAN, James. **Small Unmanned FixedWing Aircraft Design: A Practical Approach**. John Wiley & Sons, Ltd. 2017

KUNDU, Ajoy. **Aircraft Design**. Cambridge University Press. Nova Iorque, Estados Unidos. 2010

LINDEN, Ricardo. **Algoritmos Genético**. 6. Ed. Ciência Moderna Ltda. Rio de Janeiro. 2012

MANDELLI, Augusto. **Otimização multidisciplinar de projeto de um veículo aéreo não tripulado utilizando algoritmo genético**. Trabalho de conclusão de curso. Faculdade SATC, engenharia Mecânica, 2020.

Openvsp Wiki. **Start**. Disponível em: <http://openvsp.org/wiki/doku.php>. Acesso em: 19/04/2022.

PACHECO, Marco Aurélio Cavalcante. **Algoritmos genéticos: princípios e aplicações**. ICA. Rio de Janeiro: PUC, 1999. Disponível em: [http://www.inf.ufsc.br/~mauro.roisenberg/ine5377/Cursos-ICA/MQ-intro\\_apost.pdf](http://www.inf.ufsc.br/~mauro.roisenberg/ine5377/Cursos-ICA/MQ-intro_apost.pdf). Acesso em: 07/04/2022.

RODRIGUES, Luiz. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. Cengage. São Paulo. 2019

ROSKAN, Jan. **Airplane Design**. Ottawa, Kansas. 1985

SADRAEY, Mohammed. **Aircraft Design: A Systems Engineering Approach**. John Wiley & Sons, Ltd. 2013